

УДК 629.7.036.001

Б.Ш.МАМЕДОВ, канд.техн.наук, доц., ЗНТУ, Запорожье

ГЛАВА 2. ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД, ТЕОРЕМЫ О ПОДЪЕМНОЙ СИЛЕ ПРОДУВАЕМОГО ПРОФИЛЯ, КАК ДВИЖИТЕЛЯ

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які приводять до заглушення двигунів при зльоті, польоті та посадці, до знижування безпеки польотів.

Ключові слова: продувасий профіль, кінематичний аналіз, тяга продувасого профілю, підйомна сила.

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, приводящие к заглоханию двигателей при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов.

Ключевые слова: кинематический анализ, тяга продувасого профиля, подъемная сила.

Are looked through the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which come to the engine stoping while takeoff, cruise and takedown, to the lowering of the fly security

Keywords: blowing profile, kinematical analyse, the thrust of blowing profile, rising force.

Введение, постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД) делится на теоретическую и экспериментальную части, которые существуют независимо друг от друга, например, продувка решеток профилей. Эта экспериментальная часть современной теории ВРД накопила огромное количество статистических данных для различных решеток профилей, которые к сожалению, не переходят в новое качество – единую теорию движителей на непрерывных потоках. Это объясняется тем, что современные методы исследования ВРД не выходят из русла неточного описания физических процессов в ВРД согласно существующих глубоко ошибочных фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД академика Б.С.Стечкина и такой же ошибочной теоремы о подъемной силе продувасого профиля профессора Н.Е.Жуковского, обоснованная критика которых была приведена в главе 1, в которой был приведен также вывод единых формул тяги, полетного (тягового) КПД движителей на непрерывных потоках.

Ошибочность фундаментальных формул, заложенных в основу современной теории ВРД, привела к проектированию авиационных двигателей с грубыми конструктивными ошибками, приводящими при взлете, полете, посадке к заглоханию двигателей, к снижению безопасности полетов, привела к независимому существованию теоретической и экспериментальной части теории

ВРД, привела к выпуску специалистов из авиационных ВУЗов, которые не представляют даже реального процесса генерирования тяги в ВРД.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема провести тесную связь между экспериментальной частью современной теории ВРД и единой теорией движителей на непрерывных потоках, основанной на принципиально новых формулах тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

2. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г. постановка задания

Как уже отмечалось, основным недостатком существующей теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, [1], с.53, является ошибочное распределение эпюры давления газового потока по корытцу продуваемого профиля. Согласно Н.Е.Жуковскому эта эпюра давлений изменяется от нуля на входной кромке до максимума на выходной кромке продуваемого профиля, что противоречит экспериментальным данным, которые показывают, что эпюра давлений газового потока по корытцу продуваемого профиля носит прямо противоположный характер, т.е. максимальное давление расположено в зоне входной кромки и это давление уменьшается по мере приближения к выходной кромке продуваемого профиля, [1], с.68, рис.3.3, [2], с.24, фиг.4, фиг.6.

Поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., не может быть фундаментальной, поскольку нарушает законы механики истечения жидкостей и газов.

Единая теория движителей на непрерывных потоках ставит задачу вывода реальной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, которая объясняет любые физические явления, имеющие место в ВРД, и является фундаментальной для создания единой теории.

3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) кпд, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя.

3.1. Выбор контрольного контура

Профессор Н.Е.Жуковский разрабатывал установки для продувки решетки профилей. Эти установки постоянно совершенствовались и один из вариантов для продувки плоских решеток представлен в [1] на с.57, рис.2.26.

Согласно экспериментальным данным этой установки постоянная скорость продуваемого газового потока C_1 , рис.2.26, с определенного сечения, которое назовем зоной невозмущенного потока H , начинает увеличиваться по закону движения с нарастающим ускорением с одновременным уменьшением статического давления, рисунок 1, на выходе из продуваемой решетки газовый поток имеет скорость $C_2 > C_1$ и P_c слегка меньше P_n , сечение, где C_2 становится равной C_1 назовем зоной невозмущенного потока H_1 , т.е. это зона, где поток продолжает перемещаться, но уже с постоянной скоростью C_1 .

На рисунке представлено:

а – контрольный контур продуваемого профиля $H-H_1$;

б – кинематический анализ характера изменений осевых скоростей, статических давлений продуваемого газового потока в пределах контрольного контура $H-H_1$;

в – кинематический анализ характера изменений осевых ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-Н₁;

г – кинематический анализ характера изменений первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁.

Таким образом, контрольный контур для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как двигателя, ограничен зоной Н-Н₁, где Н – зона невозмущенного потока – начало движения частиц продуваемого газового потока с нарастающим ускорением; Н₁ – зона невозмущенного потока – конец движения частиц продуваемого газового потока с уменьшающимся до нуля ускорением.

При продувке по всей длине корытца продуваемого профиля генерируется зона заторможенного потока В-С, рисунок 1, поз.1, максимальное давление в этой зоне заторможенного потока находится в зоне входной кромки, это давление постепенно уменьшается по мере перемещения газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, [1], с.68, рис.3.3, [2], с.24, фиг.4, фиг.6.

Таким образом, по корытцу продуваемого профиля при продувке всегда генерируется зона заторможенного потока, которая регламентирует следующие зоны контрольного контура Н-Н₁, рисунок 1:

Н-В – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку;

В-К – зона сжатия газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока;

К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля, [2], с.14, [3], с.8;

С-Н₁ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $p_c > p_n$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $p_c = p_n$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против

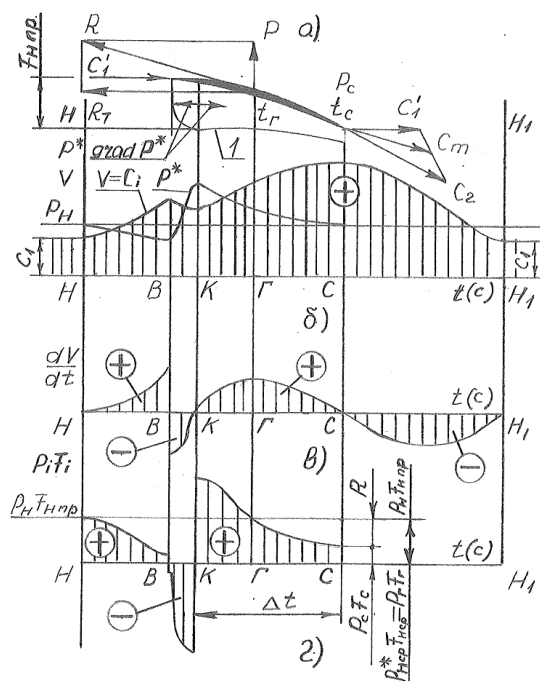


Рис. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как двигателя

потока, если $P_c < P_n$ (перерасширенный газовый поток), где P_c – статическое давление в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С; P_n – давление окружающей среды.

Зоны контрольного контура для продуваемого профиля полностью совпадают с зонами контрольного контура для любого ВРД, поэтому методика вывода единых формул тяги, полетного (тягового) КПД для любого ВРД и продуваемого профиля, как движителя, будет одинаковой, [3], с.8-14.

Необходимо отметить также, что согласно единой теории движителей на непрерывных потоках контрольный контур Н-Н₁ в сечении невозмущенного потока Н-Н всегда начинается с приведенной площади F_{Hnp} , расход газового потока через которую равен расходу газового потока, прошедшего через движитель. В нашем случае движителем является продуваемый профиль.

3.2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н₁, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, $P_i F_i$, где P_i – статическое давление газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁; F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_r a_i$, где m_r – массовый секундный расход газового потока через продуваемый профиль, a_i – ускорение газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁.

3. Силы сопротивления $P_c F_c$, где F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С продуваемого профиля.

4. Сила тяги R продуваемого профиля.

Силы трения газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

3.3. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого потока для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя

Кинематический анализ, приведенный на рисунке 1, показывает, что с определенного сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый поток, двигавшийся с постоянной скоростью C_1 , [1], с.57, рис.2.26, рисунок 1, начинает ускоряться от сечения Н к сечению В, после которого продуваемый газовый поток начинает сжиматься, статическое давление продуваемого потока увеличивается при одновременном уменьшении осевой скорости. Согласно методу графического дифференцирования положительный $tg\alpha$, относительно характеризующий ускорение газового потока, растет в зоне Н-В, в сечении В $tg\alpha$ резко меняет свое значение на отрицательное, что свидетельствует о наличии в сечении В кинематической зоны жесткого (упругого) удара, которая генерирует ударные волны, распространяющиеся одинаково во всех направлениях. С увеличением скорости продуваемого потока

увеличивается мощность ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара, сечение В. Ударные волны, направленные против потока, тормозят последний, что может привести, при определенной скорости продувки, к запиранию продуваемой решетки, к неустойчивой продувке.

Кинематический анализ показывает, рисунок 1в, что сумма динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю, это означает, что скорость газового потока, обтекающего продуваемый профиль, никогда не создает тягу.

Кинематический анализ показывает также, что первичные движущие силы $P_i F_i$, от изменения статических давлений в зоне Н-В полностью компенсируются аналогичными силами зоны В-К, рисунок 1г. В зоне реактивной струи С-Н₁ градиент первичных движущих сил от изменения статического давления всегда равен нулю, поскольку согласно закона Бойля-Мариотта в реактивной струе $P_i F_i = \text{const}$, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил, [2], [3], [4].

Таким образом, нескомпенсированной зоной, в которой генерируется тяга продуваемого профиля, как движителя, является зона ускоряемого потока К-С, которую можно назвать реактивным соплом, тяга, полетный (тяговый) КПД которого рассчитываются как:

$$R = P_{H_{cp}}^* F_{H_{cp}} - P_c F_c, \text{ при } V_n = 0, [2], [3], [4] \quad (1)$$

$$R' = P_{H_{cp}}^{*/'} F_{H_{cp}} - P_c' F_c, \text{ при } V_n > 0, [2], [3], [4] \quad (2)$$

где $P_{H_{cp}}^{*/'} = P_{H_{cp}}^* \pm \Delta P_{H_{cp}}^*$, $F_{H_{cp}} = t_1 l$, при $V_n = 0$; $F_c = t l$, при $V_n = 0$; $F_{H_{cp}} = t_1' l$, при $V_n > 0$; $F_c' = t' l$, при $V_n > 0$, [2], [3];

$$\eta_r = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{H_{cp}}^* F_{H_{cp}}} \right) \cdot 100\%, \text{ при } V_n = 0, [2], [3] \quad (3)$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c' F_c'}{P_{H_{cp}}^{*/'} F_{H_{cp}}} \right) \cdot 100\%, \text{ при } V_n > 0, [2], [3] \quad (4)$$

где R – тяга продуваемого профиля при $V_n = 0$; $P_{H_{cp}}^* = P_r^*$ – статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля в зоне К-С при $V_n = 0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F_{H_{cp}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n = 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; l – длина лопатки продуваемого профиля; $P_{H_{cp}}^* F_{H_{cp}}$ – средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля при $V_n = 0$; F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля при $V_n = 0$; t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; $P_c F_c$ – сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С продуваемого

профиля при $V_n = 0$; R' – тяга продуваемого профиля при $V_n > 0$; $P_{H_{cp}}^{*/'} = P_{\Gamma}^{*/'}$ – статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля в зоне К-С при $V_n > 0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F'_{H_{cp}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; t'_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; $P_{H_{cp}}^{*/'} F'_{H_{cp}}$ – средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; $\pm \Delta P_{H_{cp}}^{*/'}$ – уменьшение или приращение статического давления в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта в зоне К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; P'_c – статическое давление в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля при $V_n > 0$; F'_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; t' – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; $P'_c F'_c$ – сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С газодинамического тракта зоны К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; η_T – тяговый КПД продуваемого профиля при $V_n = 0$; η_n – полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля при $V_n > 0$.

Вектор тяги продуваемого профиля \bar{R} всегда направлен противоположно вектору \bar{C}_m средней скорости газового потока, обтекающего продуваемый профиль, рисунок 1, [2], с.24, фиг.6, при этом вектор тяги \bar{R} наклонен к вектору \bar{C}_1 под углом α , что дает возможность вектору тяги \bar{R} раскладываться на осевую составляющую тяги \bar{R}_T и подъемную силу продуваемого профиля P , которая равна:

$$P = R \cdot \sin \alpha \quad (5)$$

$$P = (P_{H_{cp}}^{*'} F_{H_{cp}} - P_c F_c) \cdot \sin \alpha, \text{ при } V_n = 0, [2], \text{ с.15,} \quad (6)$$

$$P' = (P_{H_{cp}}^{*/'} F'_{H_{cp}} - P'_c F'_c) \cdot \sin \alpha', \text{ при } V_n > 0, [2], \text{ с.15,} \quad (7)$$

Как видно из рисунка 1 КПД продуваемого профиля зависит также от угла α , чем меньше α , тем выше КПД, [2], с.24, фиг.6б.

Таким образом, подъемную силу продуваемого профиля необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и угла α , а теорему о подъемной силе продуваемого профиля можно сформулировать в следующем виде: подъемная сила продуваемого профиля, как движителя, равна произведению тяги, генерируемой продуваемым профилем, на $\sin \alpha$, где α – угол между вектором тяги \bar{R} и направлением вектора скорости C_1 на входе в продуваемый профиль, [1], с.57, рис.2.26, [2], с.24, фиг.6б.

3.4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля, как движителя

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода

на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [2], с.15-16:

$$m_r \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_r \cdot a = \sum P_i, \quad (8)$$

где m_r – секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рисунок 1, регламентируется площадью $F_{H_{np}}$, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей газового потока на выходе, v_2 , из трубки тока в зоне К-С и на входе, v_1 , в эту же трубку тока; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К до сечения С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_r \cdot a$ – изменение силы инерции потока в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих слева на сечение К от зоны Н-К и справа на сечение С от зоны С-Н₁.

В этом случае уравнение Эйлера (8) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_r \cdot a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих на сечение К слева, от зоны Н-К и на сечение С справа, от зоны С-Н₁, [2], с.15-16.

Запишем уравнение Эйлера (8) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ун1}} + \overline{P_{ун2}} + \overline{P_{H_{cp}}^* F_{H_{cp}}} + \overline{P_C F_C} + \overline{R} \quad (9)$$

где $P_{ун1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение К слева; $P_{ун2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение С справа; \overline{R} – тяга продуваемого профиля.

Необходимо отметить, что работа центробежных сил, которые генерируются при перемещении продуваемого потока по криволинейной поверхности корытца продуваемого профиля, согласно уравнения Бернулли, полностью затрачивается на дополнительное сжатие потока и изменение его кинетической энергии, принимая, таким образом, активное участие в процессе генерирования тяги. В уравнении Эйлера эти силы не учитываются, поскольку они компенсируются равным и противоположно направленным давлением потока.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-Н₁, которые действуют на сечение К, С со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (9) можно записать как:

$$\overline{P_{\text{ин1}}} + \overline{m_1 \alpha} + \overline{P_{\text{ин2}}} = \overline{R} + \overline{P_{\text{нср}}^* F_{\text{нср}}} + \overline{P_c F_c} \quad (10)$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-Н₁, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P_{\text{нср}}^* F_{\text{нср}} - P_c F_c, \quad (11)$$

$$\text{откуда } R = P_{\text{нср}}^* F_{\text{нср}} - P_c F_c, \text{ при } V_{\text{п}} = 0, \quad (1)$$

$$R' = P_{\text{нср}}^* F'_{\text{нср}} - P'_c F'_c, \text{ при } V_{\text{п}} > 0. \quad (2)$$

Таким образом, продуваемый профиль, как движитель на непрерывных потоках, генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, [2], [3], [4].

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля установлено, что подъемную силу продуваемого профиля всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α , который образуется между вектором тяги, R , и направлением скорости продуваемого потока, C_1 , установлено также, что все продуваемые профили типа лопастей гребных и воздушных винтов, профилей крыльев самолётов, птиц и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы прежде всего её практического применения, например, как увеличить тягу воздушных винтов путем обеспечения угла $\alpha=0$, тоже касается и гребных винтов, какие воздушные винты, гребные винты необходимо использовать в этом случае, как устранить кинематическую зону жёсткого (упругого) удара в сечении В, какие конструкции воздушно-реактивных двигателей, воздушных и гребных винтов необходимо применить в этом случае и т.д.

Таким образом, выведенные формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, являются основой единой теории движителей на непрерывных потоках, открывающей широкие перспективы технического прогресса для любых типов движителей на непрерывных потоках, основанные на полном устранении кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В, приводящей к заглоханию двигателей при взлёте, полёте, посадке, поэтому очередная статья будет касаться причин заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте, посадке.

Список литературы: 1. Казанджан П.К. Теория авиационных двигателей / П.К. Казанджан, Н.Д. Тихонов, А.К.Янко / Москва: Машиностроение, 1983,–223с.2. Патент 35561, Україна, МПК В63Н 1/14, В63Н 1/28, В63Н 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс / Б.Ш.Мамедов, –№U200805116, заявл. 21.04.2008; опубл. 25.09.2008, Бюл.№18, –26с.3. Патент 86788, Україна, МПК F02К 1/00, F02К 3/00, F02С 7/04. Турбореактивний двоконтурний двигун Б.Ш.Мамедов, –№a200607941, заявл.14.07.2006, опубл. 25.05.2009, Бюл.№10, –22с.4. Патент 26883, Україна, МПК₆ В64С 11/00, В64С 27/00, В64D 35/00, F04К 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун / Б.Ш.Мамедов, – №U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, Бюл.№16, –22с.

Поступила в редколлегию 05.06.2011